

文章编号: 1000-8055(2008)04-0657-05

利用红外技术进行层板冷却特性实验研究

马 龙¹, 王建华¹, 吴向宇², 杜治能²

- (1. 中国科学技术大学 热科学及能源工程系, 合肥 230027;
2. 中国航空工业第一集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了研究层板冷却特性, 应用远红外热像测温技术, 对一个真实尺寸的层板结构进行了实验. 层板的气膜孔、绕流柱及冲击孔直径分别为0.5、0.8、0.8 mm, 内腔高及总板厚分别为0.8、2.6 mm, 孔柱数比为1:4:1. 为了准确测量表面温度, 采用了高精度热电偶校正法, 建立修正关系; 为了描述层板综合冷却效率, 采用热像数字信号运算法, 直接进行数据处理. 实验在高温亚声速风洞中进行, 实验结果展示了冷却介质注射量对层板冷却特性的影响, 证明远红外热像技术用来研究层板冷却特性是一种有效的方法.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 层板结构; 综合冷却效率; 红外热像技术; 图形信号处理
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Experimental Investigation of the cooling performance of lamilloy using infrared thermal imaging technique

MA Long¹, WANG Jian-hua¹, WU Xiang-yu², DU Zhi-neng²

- (1. Department of Thermal Science and Energy Engineering,
University of Science and Technology of China, Hefei, 230027, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute,
China Aviation Industry Corporation 1, Shenyang 110015, China)

Abstract: To investigate the cooling performance of laminated configuration, an infrared thermal imaging technique was used in the experiments with true size configuration. The diameters of film hole, columniation and impingement hole were 0.5, 0.8 and 0.8mm respectively, the chamber height and total thickness of the configuration were 0.8 and 2.6mm respectively, the ratio of the hole and culmination was 1:4:1. To measure surface temperature exactly, a thermocouple with high accuracy was used, and a correction relationship was established. To describe the integral cooling effect, an algorithm of thermal imaging signal was used for processing image digital signal. The experiments were carried out at a hot gas wind tunnel, and the results present the influence of coolant injection rate on the cooling performance of the laminated configuration. It is demonstrated that the infrared thermal imaging technique is effective method to study cooling performance of laminated configurations.

Key words: aerospace propulsion system; laminated configuration; overall cooling effectiveness; infrared thermal imaging technique; image signal processing

现代高性能燃气轮机和航空发动机技术的发展要求压缩比和透平进口温度不断提高, 这就使

得燃烧室和透平叶片的冷却问题日益突出, 因此亟需发展先进的冷却技术. 层板结构集冲击、对流

收稿日期: 2007-04-11; 修订日期: 2007-06-18

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划(90305006); 国家安全基础研究973项目子课题

作者简介: 马龙(1980), 男, 湖北襄樊人, 硕士生, 主要从事传热传质实验技术研究.

和气膜冷却于一体, 具有冷却介质消耗量小、冷却效率高的优点, 因而得到国内外燃气轮机设计者及研究人员的高度重视. 文献[1] 对不同类型的层板进行了冷态流阻实验, 并数值模拟了层板内部流场特性. 文献[2] 利用加热钢带及热电偶, 对不同柱高、柱形的层板进行了换热特性的研究, 比较其平均换热系数. 文献[3] 应用商业软件 Fluent, 计算了层板结构的综合冷却效率, 并与用热电偶阵测量得到的实验结果进行了比较. 但是, 由于多孔层板结构的复杂性, 在研究层板冷却特性时, 使用热电偶阵测量方法很难反应其冷却的二维效应. 文献[3-4] 在冷风洞里用热流注入法, 实验研究了层板结构冷却特性, 但这种实验环境与真实涡轮叶片外侧主流是高温燃气的工作环境有所不同, 很难反应冷却介质冲击和气膜冷却的综合特点.

远红外热像技术是一种非接触式表面温度场测量方法, 近年来, 国内外在利用这种技术实验研究层板冷却特性有一些成功的例子. 文献[5-6] 利用红外热像技术对致密微孔热侧壁上绝热冷却效率进行了实验, 分析了吹风比对绝热冷却效果的影响. 并采用数值模拟的方法研究了吹风比和孔阵排列偏转角对致密孔壁复合冷却热侧壁上对流换热系数的影响. 国外 Rolls Royce 公司发表的学术文献[7] 中, 报道了利用远红外热像技术对两种绕流形式的层板冷却特性进行的实验研究, 讨论了绕流柱形状及布局和出气孔喷射角度对冷却特性的影响.

文献[8-9] 详细分析了影响远红外热像技术

测量精度的各种因素, 展示了具体校正方法, 并用这种技术对圆柱形试验件冷却特性进行了实验研究. 这些实验研究都表明: 远红外热像技术能够测量二维平面上的温度分布, 且通过数字图像处理可得到冷却效率分布.

通常, 燃气轮机压力和温度都远远高于实验室能够提供的环境. 尽管如此, 准确的热风洞实验还是非常有意义的, 它可以为数学模型和数值计算方法提供有价值的验证数据, 而可靠的数值模拟技术又是当今层板结构设计的重要工具. 本文介绍利用远红外热像技术研究层板特性的实例及相关的数据处理技术和误差校正方法, 一方面是为下一步进行层板结构气、固、热耦合数值模拟提供验证数据, 另一方面也为层板冷却结构设计者及研究人员展示一种实验手段和理论计算验证方法.

1 实验设备及实验件

实验在一个高温风洞中进行, 风洞结构如图 1 所示: 主流速度由一个数字式质量流量控制阀给定, 加热段采用 25 kW 瑞士康耐尔热阻丝, 最高温度可达到 1 350 ℃, 控温精度在 ± 1 ℃. 整个试验段内壁采用刚玉管制, 截面为 20 mm $\times$ 40 mm 的矩形, 刚玉管外部用 100 mm 厚的保温材料隔热. 实验段安装了矩形远红外透射视窗, 其透射率可达到 60% 以上. 实验中所用的红外热像系统为日本产的 NECTH5104R, 工作波长 3~ 5.3 μm , 测量范围可达 150~ 1 500 ℃, 温度分辨率为 0.1 ℃, 测量精度 $\pm 1.0\%$ RFS.

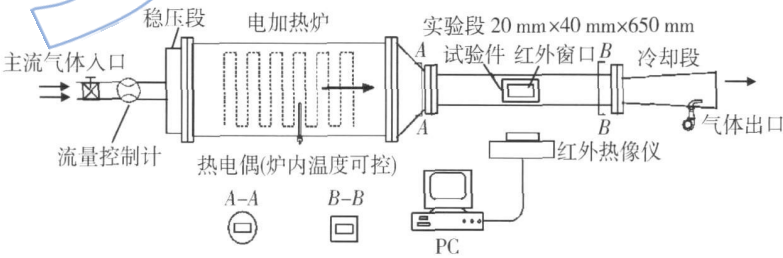


图 1 高温低速风洞
Fig. 1 Configuration of hot wind tunnel

实验件为真实层板尺寸的 45 号钢铣件, 高温表面和绕流柱为一体结构, 以保证导热特性接近真实层板结构. 如图 2 所示.

图中冲击孔、绕流柱、气膜孔个数比为 1 : 4 : 1, 直径分别为 0. 8, 0. 8, 0. 6 mm, 层板的总长、宽、高分别为 87, 35, 2. 6 mm, 其中冷气边板厚 1 mm, 柱高 0. 8 mm, 高温板厚 0. 8 mm. 为了减小测量误差, 待测表面进行了发黑处理, 使之接近黑

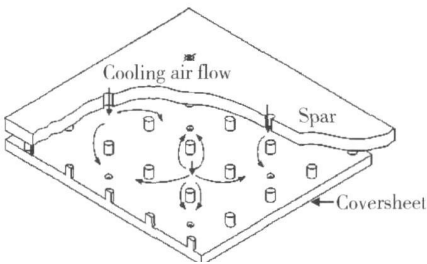


图 2 实验层板结构模型
Fig. 2 Configuration of the tested plate

体.

2 试验过程

由于试验件是通过热气流加热的, 因此主流中心温度 T_{∞} 和主流质量流量 Q_s 对试验段达到稳态条件有直接的影响. 本实验中 Q_s 是由数字式质量流量控制阀给定的, 整个试验过程几乎没有波动, 因此稳态判断是通过安装在主流场内的一个热电偶进行的, 假定: 热电偶的示值在 3 min 内波动幅度小于 $\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 表示热风洞运行状态达到稳态.

为了修正由于远红外视窗透射率、热风洞实验环境对测量结果的影响, 首先做了一个校正实验. 在相同材料、同样表面发黑技术处理的平板上安装了高精度数字式热电偶. 为了减小导热损失, 将热电偶沿着与发黑表面平行的方向安装, 测点处采用铜银焊接. 在相同的风洞热环境下, 用文献 [7] 介绍的方法, 建立了热电偶与远红外热像系统所测温度之间的关系. 图 3 给出不同温度下获得的测量值, 如果用线性关系来拟合两种方法得出的测量数据, 其误差小于 1%.

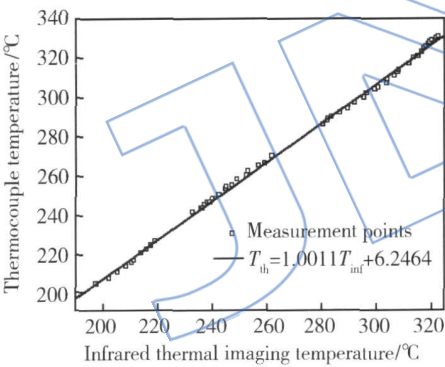


图 3 热电偶与远红外测量值的比较
Fig. 3 Comparison of thermocouple and IRTM

由图可见: 热电偶测得的温度略高于远红外热像系统所测的温度. 这个结果是合理的, 因为视窗透射率损失和实际测量表面与理想黑体之间的差距等, 都会导致远红外热像系统测量温度低于真实温度.

3 数据处理方法

在过去的层板冷却实验研究中, 通常借用气膜冷却的思想来确定冷却效率, 即: 以主流温度 T_{∞} 与冷却后的温度差来计算冷却效率, 例如文献 [3-4, 7, 10-11]. 这种冷却效率概念考虑了层板的平均冷却效果, 但是不能真正反应层板高温表面

在冷却前后的温度差别. 所以本文采用文献 [8-9] 建议的冷却效率计算方法

$$\eta = (T_{iw} - T_{cw}) / (T_{\infty} - T_c) \tag{1}$$

其中 T_{iw} 是初始时刻 (即: 无冷却介质注入时) 表面温度分布, 它与 T_{∞} 不同, 通常是个二维的函数; T_{cw} 是冷却介质注入后 (即: 壁面得到冷却后) 的温度分布, 也是二维的函数; T_c 和 T_{∞} 分别是冷却介质入口温度和主流温度.

这种冷却效率的定义反应了冷却介质冲击、对流、传导的综合效应. 此外这种定义还给实验带来另外一个优点: 通常, 环境对远红外测温的影响不可忽视, 需要在风洞内壁用黑体材料均匀地涂抹以减小影响, 但是文献 [8] 通过实验证明, 环境对两次测量 (T_{iw} 和 T_{cw}) 的影响几乎是一样的, 因此在计算 η 时, T_{iw} 与 T_{cw} 差可以把该影响降低到忽略不计的程度.

4 实验图像处理及结果分析

远红外热像测温系统有一个重要的功能, 即: 可直接对两次测量温度场进行对应像素数字信号运算. 利用这一功能, 可用直接得到冷却效率. 本实验主流温度 $T_{\infty} = 750\text{ }^{\circ}\text{C}$, 通过给定常温下的主流流量 $Q_s = 200\text{ L/min}$, 来控制主流速度, 主流雷诺数 Re_m 可以按照以下公式计算

$$Re = \frac{ul}{\nu} \tag{2}$$

其中 u, ν 分别是 $750\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时主流空气在试验段内的平均速度和运动粘度, l 是截面为 $20\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ 矩形截面特征长度. 经过计算: $u \approx 14\text{ m/s}$, $l = 0.53\text{ m}$, $Re \approx 6176$. 待风洞加热稳定后, 拍摄一张没有冷却介质的温度分布图, 即: $Q_c = 0$ 时的 T_{iw} 分布, 如图 4 所示. 这是一幅原始热像图, 图中线框内的区域是层板热像图有效区域, 由像素组成, 对应的像素与实际尺寸比为 4 pixels/mm . 由图 4 可见, 在没有通入冷却介质时, 气膜孔的温度要高于周围, 而理论上应该为同一值, 文献 [12] 也遇到相同的情况. 此现象可以这样解释: 在高温热流下平板表面的小孔显示出理想黑体的发射效应 (空腔效应), 因此远红外热像系统接收到的小孔发射信号比发黑处理过的平板要强. 但是这个现象并不影响冷却效率计算精度, 因为本文所用的冷却效率定义建立在对对应像素具有的温度差上, 且考虑了校正关系.

如果在图 4 中取水平直线 a 通过孔中心, 则得到图 5 所示直线 a 上的温度分布. 取三个点, c

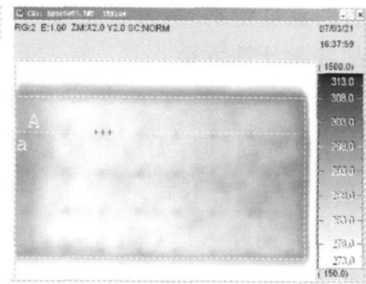


图 4 未经处理的热像图($Q_c = 0$ 的情形)

Fig. 4 Original thermal image captured when $Q_c = 0$

点是图 4 中某个孔的中心, b, d 关于 c 点对称。

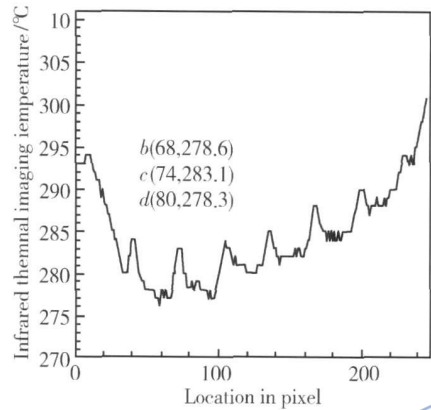


图 5 直线 a 上的温度分布

Fig. 5 Temperature profile on line a

由图中数据可见: 如果用图 3 给出的校正关系, 来描述孔所表现的理想黑体测量温度(c 点值)与发黑处理过的平板温度(b, d 点值)之间的差别, 其误差小于 0.4%。在远红外测量中, 理想黑体的被测结果应该与热电偶一致。

图 6 给出了经过数据处理的温差分布热像, 即: 两次图像中温度对应点温差($T_{iw} - T_{cw}$)分布, 在图中用 ΔT_c 表示。整个实验过程中, 风洞内主流温度 $T_\infty = 750\text{ }^\circ\text{C}$ 保持不变; 虽然冷却气流是在常温下注入的, 但是由于冷却气流注入量的变化, T_c 在进入冲击孔前的温度也发生了变化, 实验中用热电偶记录了 T_c : $182\text{ }^\circ\text{C}$, $170\text{ }^\circ\text{C}$, $163\text{ }^\circ\text{C}$ 。有了这些参数, 根据图 5 数据可以很方便得出冷却效率 η 分布。

在冷却实验中, 平均冲击雷诺数 $\overline{Re}$ 定义为

$$\overline{Re} = \frac{\overline{u}D}{\nu}$$

(3)

式中 D 是冲击孔的直径, $\overline{u}$ 是温度为 T_c 时空气通过冲击孔的平均速度, ν 是温度为 T_c 时空气的运动粘度。

吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho v_f}{\rho_m v_m}$$

(4)

式中 ρ 和 v_f 分别为射流的密度和注入速度; ρ_m 和 v_m 分别为主流的密度和来流速度。

按照式(3), (4) 计算得到的 $\overline{Re}$ 分别为: 965, 1 447, 1 930。得到的吹风比 M 分别为: 5.09, 7.64, 10.18。

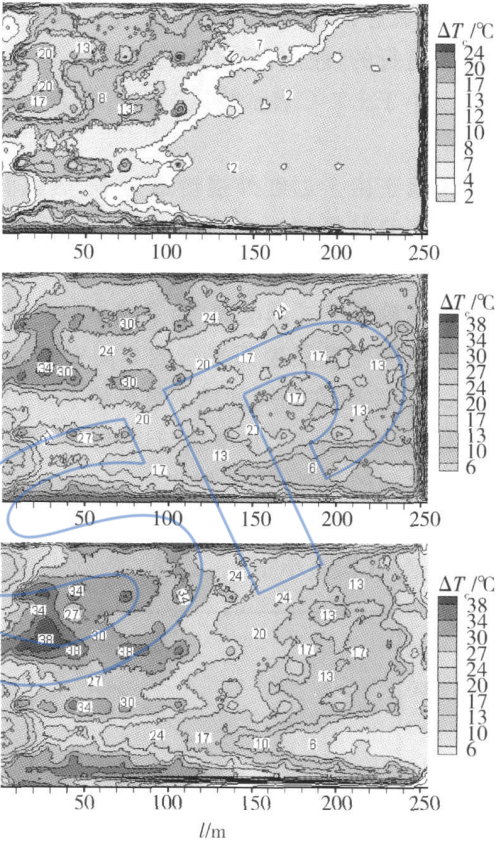


图 6 试件表面冷却效率
(Q_c 依次为 10, 15, 20 L/min)

Fig. 6 Cooling effectiveness at different coolant injection rates

图 6 展示了四个特点: 1) 在同一幅热像图中, 上游表面冷却效果好于下游(主流方向从左向右); 2) 冷却效果以出气孔为起点, 向下游不断减弱; 3) 从热像图中可以看到冷却介质在层板内的冲击及绕流作用; 4) 比较这三幅图可见, 随着冷却介质流量的增加, 冷却面积也在不断增大。

5 结 论

远红外热像实验技术可以用来研究层板冷却效果, 虽然实验条件远低于燃气轮机运行条件, 但是作为一种数学模型和数值方法的验证手段, 可以提供有参考价值的实验数据。

通过对层板冷却效率的研究表明: 层板冷却

效率随着冷却介质流量的增大而增大. 这种实验技术展现了冷却介质在层板内部的冲击及绕流对高温表面冷却效率的作用.

参考文献:

- [1] 全栋梁, 郁新华, 刘松龄, 等. 层板冷却结构流阻特性的实验与数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 425-428.
QUAN Dongliang, YU Xinhua, LIU Songlin, et al. Experimental and numerical investigation of internal flow resistance characteristics in laminate porous plates[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 425-428.
- [2] 郁新华, 全栋梁, 刘松龄, 等. 层板结构内部换热特性的研究[J]. 航空学报, 2003, 24(5): 405-410.
YU Xinhua, QUAN Dongliang, LIU Songlin, et al. Investigation of the internal heat transfer Characteristics of lamilloy[J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(5): 405-410.
- [3] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 层板冷却特性的实验与数值模拟研究[J]. 推进技术, 2004, 5(2): 134-138.
QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental and numerical investigation of the cooling characteristics in a laminate porous plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 134-138.
- [4] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 多孔层板冷却有效性的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 520-524.
QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental investigation of cooling effectiveness of laminate porous plates[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 20-524.
- [5] 陈焱, 吉洪湖, 胡娅萍, 等. 致密微孔壁绝热冷却效果研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27 增刊(2): 25-28.
CHEN Yan, JI Honghu, HU Yaping, et al. Investigation of adiabatic cooling effectiveness of an effusion cooled plate [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27 (z2): 25-28.
- [6] 陈焱, 吉洪湖, 胡娅萍. 致密微孔壁复合冷却对流换热系数研究[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(3): 489-491.
CHEN Yan, JI Honghu, HU Yaping. Study of convective heat transfer coefficient of efusion cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(3): 489-491.
- [7] Sweeney P C, Rhodes J F. An infrared technique for evaluating turbine airfoil cooling designs[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 122: 170-177.
- [8] Wang J H, Messner J, Stetter H. An experimental investigation of transpiration cooling Part I: Application of an infrared measurement technique[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2003, 9(3): 153-161.
- [9] Wang J H, Messner J, Stetter H. An experimental investigation of transpiration cooling Part II: Comparison of cooling methods and media [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2004, 10(5): 355-363.
- [10] 全栋梁, 刘松龄, 李江海. 层板冷却结构强化换热机理[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 860-865.
QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, Numerical investigation on mechanism of heat transfer augmentation in lamilloy [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 860-865.
- [11] 赵梦梦, 张驰, 林宇震, 等. 弯曲多孔壁不同倾斜角气膜孔整体气膜冷却效率研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 210-215.
ZHAO Mengmeng, ZHANG Chi, LIN Yuzhen, et al. Study of overall cooling effectiveness of discrete holes with different angles to concave wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 210-215.
- [12] 李彬, 胡正义, 林宇震, 等. 多斜孔壁整体冷却实验研究[J]. 航空动力学报, 1999, 4(2): 157-160.
LI Bin, HU Zhengyi, LIN Yuzhen, et al. An experimental study on overall cooling effectiveness of inclined multihole plates[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 157-160.